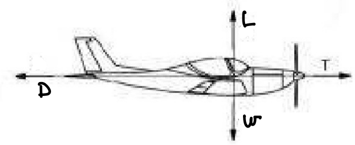
IL VELIVOLO IN MOTO ORIZZONTALE UNIFORME

Le equazioni di equilibrio del velivolo in VORU scaturiscono dalla considerazione che la risultante delle forze applicate deve essere nulla

$$L = W$$
$$D = T$$



Dalla prima relazione, sostituendo a L la nota espressione aerodinamica, si ottengono le formule da impiegare nel calcolo della velocità di volo e dell'assetto (C_L):

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad e \quad C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$$

Dalle eq.ni di equilibrio, dividendo m. a m.:

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{T} = E \longrightarrow T = \frac{W}{E}$$

La spinta necessaria al VORU è ovviamente minima quando $E = E_{max}$. Il velivolo in VORU non può comunque diminuire la sua velocità di volo al di sotto di un certo limite, in quanto interviene lo stallo:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2\,W/S}{\rho\, C_{L\,max}}}$$

IL DIAGRAMMA DELLE SPINTE NECESSARIE AL V.O.R.U. in funzione della velocità di volo si ottiene partendo dalle eq.ne di equilibrio alla traslazione orizzontale:

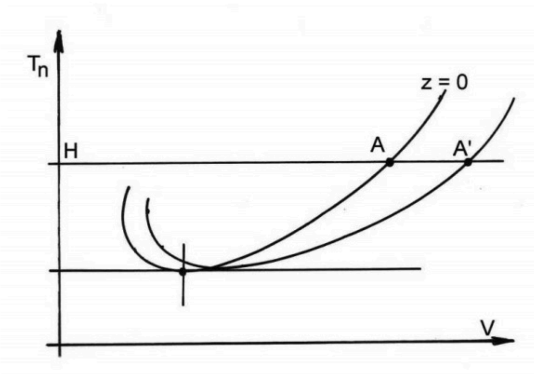
$$T_n = D$$

e può essere tracciato per punti. Si può procedere dando valori arbitrari alla velocità e dedurre i corrispondenti C_L; noto C_L, si determina C_D dall'eq.ne di Prandtl (se si è nel campo di validità dell'eq.ne di Prandtl) oppure leggendo il valore direttamente nella polare. Si ricava quindi:

$$T_n = D = \frac{W}{E} = W \frac{C_D}{C_L}$$

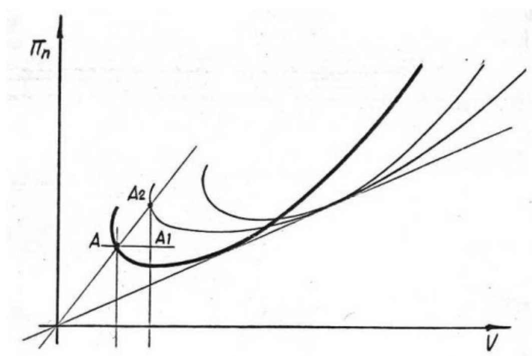
Il calcolo può essere impostato in modo tabellare e può essere ripetuto alle varie quote introducendo la densità corrispondente alle quote di volo.

Le curve si possono ottenere dalla curva relativa alla quota zero, moltiplicando le ascisse per $1/\sqrt{\delta}$ con $\delta = \rho/\rho_0$



La potenza necessaria al volo è data dal prodotto della resistenza per la velocità; anche questo diagramma può essere egualmente tracciato per punti. Nota la curva della potenza a quota zero, le altre si ottengono moltiplicando ascisse e ordinate per $1/\sqrt{\delta}$

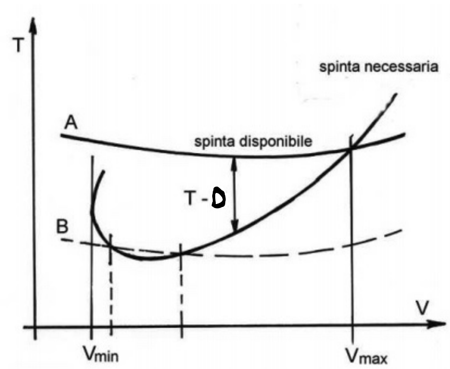
N.B. Tutte le curve hanno la stessa tangente.



Lo studio delle prestazioni di un velivolo può essere affrontato paragonando le spinte (o potenze) necessarie al volo con quelle installate nel velivolo, ovvero quelle disponibili.

È conveniente affrontare il problema in termini di spinte nel caso di velivolo a getto, cioè con razzo, in quanto il confronto diretto è possibile. Si affronta invece in termini di potenza il problema nel caso di velivoli con propulsione a elica; in questi casi non si dispone di un unico propulsore, bensì di due elementi distinti (motore alternativo ed elica) di cui è necessario conoscere le caratteristiche in funzione dei parametri di volo.

Dopo aver tracciato, per una fissata quota, il diagramma delle spinte necessarie (potenze necessarie) al volo, si sovrappone a questo diagramma quello delle spinte disponibili (potenze disponibili) alla stessa quota.



Si noti che esiste una V_{max} raggiungibile in volo; questa si ha in corrispondenza del punto di intersezione delle curve della spinta [potenza] necessaria e della spinta [potenza] disponibile.

Nell'intervallo fra V_{min} e V_{max} si ha un eccesso di spinta [potenza] che permette di effettuare il volo in salita; in caso contrario il velivolo accelera fino a portarsi alla V_{max}.

ESERCIZIO – Tracciare il diagramma della resistenza in funzione della velocità alla quota $z = 3000$ m per un aereo avente peso totale $W = 105000$ N, superficie alare $S = 42\ m^2$. È assegnata la polare:

C_L	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1	1.2	1.3	1.2
C_D	0.018	0.020	0.025	0.041	0.062	0.096	0.135	0.170	0.230

SVOLGIMENTO – Ricordiamo che, in VORU, è:

$$V = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho\, C_L}} \qquad \text{con} \quad \rho = 0.909\ kg/m^3 \ \text{a}\ z = 3000\ m$$

Si ha:

$$V = \sqrt{\frac{2\,(105000/42)}{0.909 \cdot C_L}} = 74.16\ \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

Ancora:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S\, C_D = \frac{1}{2} \times (0.909) * 42 \times V^2 * C_D$$

Con i dati della polare possiamo calcolare la V e la D e tracciare i diagrammi richiesti.

C_L	C_D	V	D
0	0.018	$+\infty$	$+\infty$
0.2	0.020	165,73	10492
0.4	0.025	117,19	6558
0.6	0.041	95,69	7170
0.8	0.062	82.87	8132
1	0.096	74.12	10073
1.2	0.135	67.66	11804
1.3	0.170	65.01	13723
1.2			

ESERCIZIO - Determinare la resistenza minima, l'incidenza e la velocità di volo corrispondenti per un aereo avente le caratteristiche sottoindicate nell'ipotesi che il volo sia orizzontale uniforme alla quota di 3000 m.

Caratteristiche del velivolo:

- PESO TOTALE $W = 100\,000\ N$
- CARICO ALARE $W/S = 2850\ N/m^2$
- ALLUNGAMENTO $AR = 9.3$
- COEFF. DI RESIST. MINIMO $C_{D_0} = 0.021$
- COEFF. ANGOLARE DI PORTANZA $C_{\ell_\alpha} = 5.1\ (1/rad)$

SVOLGIMENTO - Dalla definizione di efficienza, $E = \frac{L}{D}$ ricaviamo $D = \frac{L}{E}$.

In VORU è $L = W$ ovvero:

$$D = \frac{W}{E} \longrightarrow D_{min} = \frac{W}{E_{max}}$$

Non essendo state assegnate la polare teorica, facciamo riferimento alla polare di Prandtl e quindi:

$$E_{max} = \frac{\sqrt{C_{D_0}\,\pi AR}}{2C_{D_0}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}\pi AR}{4C_{D_0}^2}} = \sqrt{\frac{\pi AR}{4C_{D_0}}} = \sqrt{\frac{\pi \cdot 9{,}3}{4\cdot 0.021}} = 18{,}65$$

Allora:

$$D_{min} = \frac{100\,000}{18{,}65} = 5362\,N.$$

Per la velocità è:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{S\rho C_L}} \qquad (1)$$

Poichè

$$C_L\Big|_{E_{max}} = \sqrt{\pi AR\ C_{D_0}} \longrightarrow C_L\Big|_{E_{max}} = \sqrt{3.14 * 9{,}3 * 0.021} = 0{,}78$$

Avremo:

$$C_{L_\alpha} = \frac{C_{\ell_\alpha}}{1+\frac{C_{\ell_\alpha}}{\pi AR}} = \frac{5.1}{1+\frac{5.1}{\pi * 9{,}3}} = 4.34\ 1/rad$$

Si ha:

$$C_L\Big|_{E_{max}} = C_{L_\alpha}\cdot\alpha \longrightarrow \alpha = \frac{C_L\big|_{E_{max}}}{C_{L_\alpha}} = \frac{0.78}{4.34} = 0.18^\circ$$

Dalla (1), con $\rho = 0.909\ kg/m^3$ per $z = 3000$, è:

$$V = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_L\big|_{E_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 2850}{0.909 * 0.78}} = 89{,}66\ \frac{m}{s} \equiv 322.8\ km/h.$$

ESERCIZIO - Tracciare i diagrammi delle spinte necessarie al volo, alle quote $z=0$ m, $z=2000$ m e $z=4000$ m, relativamente a un velivolo avente massa $M=9500$ kg e superficie alare $S=22\,m^2$; la polare del velivolo è esprimibile mediante la formula di Prandtl:

$$C_D = 0.0296 + 0.0552\, C_L^2$$

SVOLGIMENTO - Adotteremo il calcolo tabellare per tracciare i diagrammi delle spinte necessarie al volo.

Fissiamo un valore di C_L tra 0,2 fino a 1.4, ad esempio, e calcoliamo C_D.

Ricordiamo, ancora, che:

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad \text{e che} \quad T = \frac{W}{E}$$

$$W = Mg = 9500 \times 9.8 = 93100\ N$$

$$V = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho\, C_L}} = \sqrt{\frac{2(93100/22)}{1.2252 \times C_L}} = \sqrt{\frac{6908}{C_L}}$$

Per poter ottenere i corrispondenti valori alle varie quote, si tenga presente che la SPINTA NON VARIA, mentre la velocità si ottiene moltiplicando quella a $z=0$ per $1/\sqrt{\sigma} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$.

				Z=0		Z=2000m		Z=4000m	
CL	CD	E	T=W/E	V		V		V	
0.2	0.0318	6.2877	14822	185.94	669.39	205.13	738.48	227.39	818.60
0.3	0.0346	8.6785	10739	151.82	546.55	167.49	602.97	185.66	668.38
0.4	0.0384	10.4080	8954	131.48	473.33	145.05	522.19	160.79	578.84
0.6	0.0495	12.1281	7684	107.35	386.47	118.43	426.36	131.28	472.62
0.8	0.0649	12.3213	7564	92.97	334.69	102.57	369.24	113.69	409.30
1	0.0848	11.7925	7903	83.16	299.36	91.74	330.26	101.69	366.09
1.1	0.0964	11.4117	8167	79.29	285.43	87.47	314.89	96.96	349.05
1.2	0.1091	11.0003	8472	75.91	273.28	83.75	301.49	92.83	334.19
1.4	0.1378	10.1602	9173	70.28	253.00	77.53	279.12	85.94	309.40

ESERCIZIO - Tracciare il diagramma delle potenze necessarie al volo, alle quote $z=0$ m, $z=2000$ m e $z=4000$ m, relativamente a un velivolo di massa $M=9500$ kg e superficie alare $S=22\,m^2$; la polare del velivolo è esprimibile mediante la formula di Prandtl:

$$C_D = 0.0296 + 0.0552\, C_L^2.$$

SVOLGIMENTO - Per tracciare i diagrammi si utilizzano i risultati ottenuti precedentemente; si calcola la potenza moltiplicando la spinta T per la velocità.

N.B $[T] = N$ e $[V] = m/s$ $\Longrightarrow$ $[\Pi] = W$ ovvero in kW.

Per ottenere i corrispondenti valori alle varie quote si tenga presente che, a differenza dell'esercizio precedente, sia la velocità che la potenza vanno moltiplicati per $1/\sqrt{\sigma} = \sqrt{\rho_0/\rho}$.

				Z=0			Z=2000m			Z=4000m		
CL	CD	E	T=W/E	V		Π	V		Π	V		Π
0.2	0.0318	6.2877	14822	185.94	669.39	2756	205.13	738.48	3040	227.39	818.60	3370
0.3	0.0346	8.6785	10739	151.82	546.55	1630	167.49	602.97	1799	185.66	668.38	1994
0.4	0.0384	10.4080	8954	131.48	473.33	1177	145.05	522.19	1299	160.79	578.84	1440
0.6	0.0495	12.1281	7684	107.35	386.47	825	118.43	426.36	910	131.28	472.62	1009
0.8	0.0649	12.3213	7564	92.97	334.69	703	102.57	369.24	776	113.69	409.30	860
1	0.0848	11.7925	7903	83.16	299.36	657	91.74	330.26	725	101.69	366.09	804
1.1	0.0964	11.4117	8167	79.29	285.43	647	87.47	314.89	714	96.96	349.05	792
1.2	0.1091	11.0003	8472	75.91	273.28	643	83.75	301.49	709	92.83	334.19	786
1.4	0.1378	10.1602	9173	70.28	253.00	645	77.53	279.12	711	85.94	309.40	788

ESERCIZIO - Un velivolo a getto avente massa $M = 20000\,kg$, superficie alare $S = 25\,m^2$ e allungamento $AR = 6$, vola a quota $z = 1000\,m$ in V.O.R.U. all'assetto di efficienza $E = 8$ e con velocità $V = 800\,km/h$. Si richiede:

1) L'equazione della polare usando Prandtl.
2) Tracciamento della polare sapendo che $C_{L\,max} = 1.3$;
3) tracciamento della curva dell'efficienza in funzione di C_L.

SVOLGIMENTO - Dalle espressioni aerodinamiche di L e di D e dalla definizione di Efficienza E, si ha:

$$L = W \rightarrow C_L S \tfrac{1}{2} \rho V^2 = W \rightarrow \boxed{C_L = \frac{2\,W/S}{\rho V^2}} \quad ; \quad E = \frac{C_L}{C_D} \rightarrow \boxed{C_D = \frac{C_L}{E}}$$

A $z = 1000\,m \rightarrow \rho = 1.1117\,kg/m^3$

$W = M \cdot g = 20000 \cdot 9.8 = 196000\,N$

$W/S = 196000/25 = 7840\,N/m^2$

$V = 800\,km/h \equiv 222.2\,m/s$

$$C_L = \frac{2 \cdot 7840}{1.1117 \cdot 222.2^2} = 0.286 \quad e \quad C_D = \frac{0.286}{8} = 3.57 \cdot 10^{-2}$$

L'eq.ne della polare di Prandtl è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR\, e} \qquad \text{con } e=0.9$$

Sostituendo la coppia di valori noti di C_L e C_D, si ha:

$$3.57\cdot 10^{-2} = C_{D0} + \frac{0.286^2}{\pi\cdot 6\cdot 0.9} \longrightarrow C_{D0} = 3.57\cdot 10^{-2} - \frac{0.286^2}{\pi\cdot 6\cdot 0.9}$$

$$= 3.09\cdot 10^{-2}$$

Finalmente, l'eq.ne della polare di Prandtl è:

$$C_D = 3.09\cdot 10^{-2} + \frac{C_L^2}{\pi\cdot 6\cdot 0.9} \longrightarrow \boxed{C_D = 3.09\cdot 10^{-2} + 5.9\cdot 10^{-2}\, C_L^2}$$

In forma tabellare è:

Polare

CL	CD	E
0.1	0.0315	3
0.2	0.0333	6
0.3	0.0362	8
0.4	0.0403	10
0.6	0.0521	12
0.8	0.0687	12
1	0.0899	11
1.1	0.1023	11
1.2	0.1159	10
1.3	0.1306	10

ESERCIZIO* - Un velivolo avente massa $M = 4000\,kg$ e superficie alare $S = 25\,m^2$ vola in orizzontale a regime a quota $z = 2000\,m$ all'assetto di minima potenza. I coefficienti di portanza e resistenza hanno, in funzione della incidenza, i seguenti valori:

$\alpha°$	-5	0	3	6	9	12
C_L	-0.10	0.40	0.66	0.88	1.06	1.14
C_D	0.026	0.032	0.044	0.068	0.100	0.140

Determinare la potenza del motore sapendo che l'elica ha un rendimento $\eta_e = 0.8$.

SVOLGIMENTO – Il volo si compie all'assetto di minima potenza, ovvero all'assetto per cui è $E\sqrt{C_L}\,\big|_{max}$. Per la determinazione di tale parametro si procede con il calcolo tabellare:

α	C_L	C_D	$\sqrt{C_L}$	E	$E\sqrt{C_L}$
0°	0.40	0.032	0.6324	12.5	7.905
3°	0.66	0.044	0.8124	15	12.186
6°	0.88	0.068	0.9381	12.94	12.140
9°	1.06	0.100	1.0296	10.6	10.914
12°	1.14	0.140	1.0677	8.143	8.694

La polare ha la forma $$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR}$$

Dai valori in tabella, il massimo per $E\sqrt{C_L}$ deve essere compreso tra i 3° e 6°.
Noto che: per $C_L = 0.66$ è $C_D = 0.044$
per $C_L = 0.88$ è $C_D = 0.068$

$$\begin{cases} 0.044 = C_{D0} + \dfrac{(0.66)^2}{\pi AR} \\[2ex] 0.068 = C_{D0} + \dfrac{(0.88)^2}{\pi AR} \end{cases} \longrightarrow \begin{cases} 0.044 = C_{D0} + \dfrac{0.4356}{\pi AR} & (1) \\[2ex] 0.068 = C_{D0} + \dfrac{0.7744}{\pi AR} & (2) \end{cases}$$

Moltiplico ambo i membri della (2) per 0.5625 e ottengo:

$$0.03825 = 0.5625\, C_{D0} + \frac{0.4356}{\pi AR}$$

Sottraggo m. a m. e ottengo:

$$0.00575 = 0.4375\, C_{D0} \rightarrow \boxed{C_{D0} = 1.31 \cdot 10^{-2}}$$

Quindi: $$0.044 = 1.31\cdot 10^{-2} + \frac{0.4356}{\pi AR}$$

ovvero:

$$\frac{0.044 - 1.31\cdot 10^{-2}}{0.4356} = \frac{1}{\pi AR} \rightarrow 7.09\cdot 10^{-2} = \frac{1}{\pi AR}$$

$$\rightarrow 0.223 = \frac{1}{AR} \rightarrow \boxed{AR = 4.49}$$

Finalmente, la polare è:

$$C_D = 1.32 \cdot 10^{-2} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot 4.48}$$

A $E\sqrt{C_L}\big|_{max}$ è

$$C_L = \sqrt{3\pi AR\, C_{D0}} = 0.75$$

$$C_D = 4\, C_{D0} = 4 \cdot (1.31 \cdot 10^{-2}) = 0.052$$

Quindi:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.75}{0.052} = 14.42$$

Ovvero

$$E\sqrt{C_L}\big|_{max} = 14.42\sqrt{0.75}\big|_{max} = 12.5$$

In aria tipo, a $z = 2000$ m, è : $\rho = 1.0075$ kg/m^3

Calcolo la velocità di volo:

$$V = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_L}}$$

$$\frac{W}{S} = \frac{4000 \times 9.8}{25} = 1568 \ \frac{N}{m^2}$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \times 1568}{1.0075 \times 0.75}} \simeq 64 \text{ m/s}$$

La potenza necessaria al volo orizzontale a regime risulta:

$$\Pi_{n0} = T \cdot V = D \cdot V = C_D S \frac{1}{2} \rho V^3 = 0.052 \times 25 \times \frac{1}{2} \times 1.0075 \times 64^3$$
$$= 172 \text{ kW}$$

La potenza del motore è uguale alla potenza disponibile (uguale a quella necessaria) divisa per il rendimento:

$$\Pi_m = \Pi_d / \eta = \frac{172}{0.8} = 215 \text{ kW}.$$

ESERCIZIO – Di un aereo è data la curva delle potenze disponibili a quota zero (FIG 7). L'ala montata sull'aereo ha le caratteristiche aerodinamiche riportate nel grafico (FIG 8), allungamento $AR = 6$ e corda media 1.8 m. La fusoliera ha superficie maestra di $1.2\ m^2$ con $C_{D_f} = 0{,}26$; gli impennaggi hanno superficie complessiva di $2{,}5\ m^2$ e coefficiente di resistenza a calettamento nullo $C_{D_i} = 0.008$. Il carico alare è $W/S = 1200\ N/m^2$.

Calcolare:

- la velocità minima e la corrispondente incidenza alare;
- la velocità massima e la corrispondente incidenza alare.

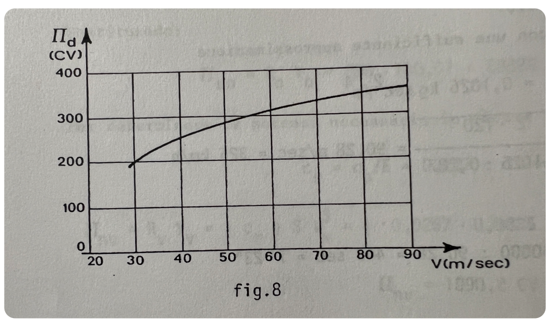


fig.8

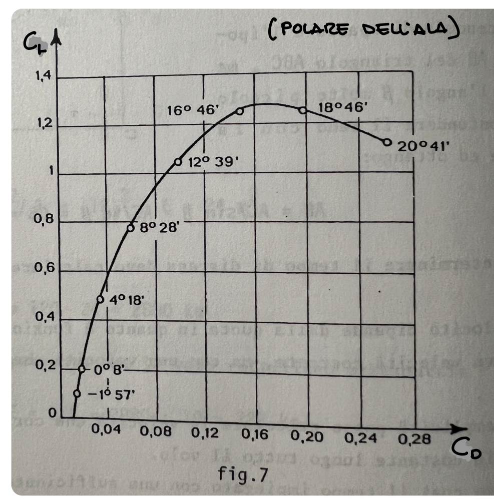


fig.7

SOLUZIONE – Il calcolo della velocità minima e della velocità massima presuppone la conoscenza della curva polare del velivolo che è deducibile dai dati forniti dal testo.

1) **CALCOLO DELLA SUPERFICIE ALARE**

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{b \cdot c}{c^2} = \frac{S}{c^2} \rightarrow S = AR \cdot c^2 = 6 \cdot 1{,}8^2 = 19.44\ m^2$$

Si assume (ipotesi normalmente accettate) che la portanza del velivolo sia dovuta esclusivamente all'ala; quindi sono note le curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ in quanto ricavabili dal grafico allegato al testo.

α	−1°57'	0°8'	4°18'	8°28'	12°39'	16°46'	18°46'	20°41'
C_L	0.1	0.2	0.48	0.78	1.05	1.25	1.25	1.16
C_D	0.013	0.018	0.035	0.060	0.100	0.150	0.200	0.260

Per ottenere la curva del $C_L - \alpha$ del velivolo completo, occorre sommare il contributo delle altre parti. Tale contributo è noto, ma è riferito a differenti superfici.

FUSOLIERA $C_{D_f} = 0.26$ riferito a $S_f = 1.2\,m^2$

IMPENNAGGI $C_{D_i} = 0.008$ riferito a $S_i = 2.5\,m^2$

Si riconduce tutto allo stesso riferimento, ovvero alla superficie alare:

- Fusoliera $$C_{D_f} = 0.26 \cdot \frac{1.2}{19.44} = 0.0160$$

- Impennaggi $$C_{D_i} = 0.008 \cdot \frac{2.5}{19.44} = 0.0010$$

Il coefficiente di resistenza dell'intero velivolo è:

$$C_D = C_{Da} + C_{Df} + C_{Di} = C_{Da} + 0.0160 + 0.0010 = C_{Da} + 0.017$$

La polare del velivolo completo è condensata nella seguente tabella:

α	-1°57'	0°8'	4°18'	8°28'	12°38'	16°46'	18°46'	20°41'
C_L	0.1	0.2	0.48	0.78	1.05	1.25	1.35	1.40
C_D	0.032	0.035	0.052	0.077	0.117	0.167	0.217	0.277

Per poter procedere al calcolo delle velocità si traccia il diagramma delle potenze necessarie al volo e si sovrappone a parte il diagramma delle potenze disponibili (che è un dato del problema); le intersezioni forniscono le velocità minima e massima.

Per l'equilibrio è $L = W$, da cui:

$$V = \sqrt{\frac{2\,W/S}{\rho\, C_L}} = \sqrt{\frac{2 \times 1200}{1.2252 \times C_L}} = \sqrt{\frac{1959}{C_L}}$$

La potenza necessaria al volo è:

$$\Pi_n = T \cdot V = \frac{W}{E} V = \frac{(W/S) \cdot S}{E} V = 1200 \cdot 19.44 \times \frac{V}{E} =$$

$$= 23{,}328 \times \frac{V}{E} \quad \text{[espressa in kW]}$$

Ricordiamo che: $$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$
$$= \frac{W}{T}$$

C_L	C_D	E	v [m/s]	Π_n [kW]	Π_n [CV]
0.10	0.032	3.125	139,96	1045	1420
0.20	0.035	5.714	98,97	404	549,44
0.48	0.052	9.230	63,88	161	219
0.78	0.077	10.130	50.11	115	156.4
1.05	0.117	8,974	43.19	112	152,32
1.25	0.167	7.485	39,59	160	217.6
1.25	0.217	5.760	39,59	160	217.6
1.10	0.277	3.971	42,20	248	337,28

Il diagramma delle potenze disponibili sono espresse in CV, occorre, prima di sovrapporre a punti il diagramma delle potenze necessarie, convertire punti in CV da kW. E':

$$1\,CV = 0.736\,kW \longrightarrow 1\,kW = 1.36\,CV$$

Dal diagramma della Π_d, estrapoliamo la tabella seguente:

V	Π_d (CV)
30	199,92
40	250,24
50	289,68
60	310,08
70	330,48
80	350,88

Dalla tabella della Π_n si deduce che la

$$V_{min} = 39,59\ m/s = 142.5\,Km/h$$

a cui corrisponde un $C_L = 1.25$ e $C_D = \begin{cases} 0.167 \\ 0.217 \end{cases}$ dunque un

$$\alpha \in [16°46', 18°46']$$

MEMO: $16°46' = 16° + \frac{46}{60} = 16,77°$

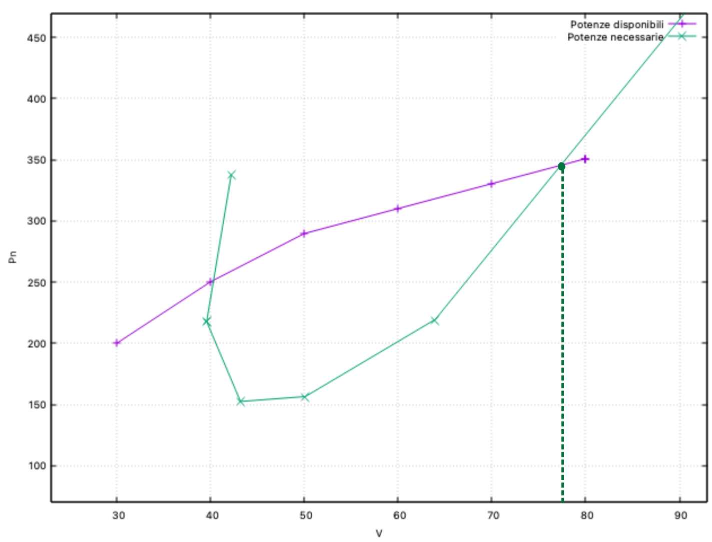
$$18°46' = 18° + \frac{46}{60} = 18.77°$$

Assumeremo un angolo medio:

$$\alpha = \frac{16{,}77 + 18{,}77}{2} = 17{,}77° = 17° + \underbrace{(0{,}77°)}_{*60} = 17°\,46'$$

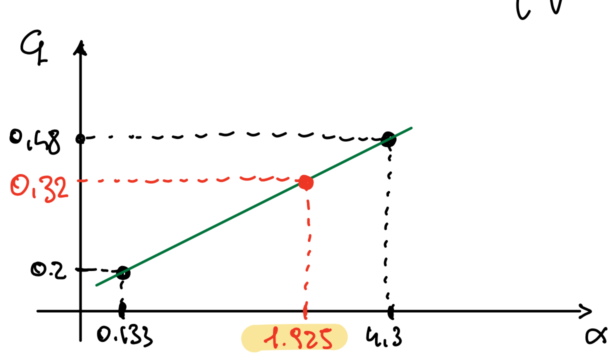
Quindi: $V_{min} = 142{,}5\ Km/h \longrightarrow \alpha = 17°46'$

La velocità massima si legge nel diagramma delle potenze necessarie e disponibili nel p.to di intersezione; si ha:



$$V_{max} \cong 78\ m/s = 281\ Km/h$$

A $V = V_{max}$, corrisponde un $C_L = \dfrac{2W/S}{\rho V^2} = \dfrac{2 \cdot 1200}{1{,}2252 \times (78)^2} = 0.32$



C_L	α	α
0,2	0°8'	0,133
0,32	×	1.925
0,48	4°18'	4,3

- $0°8' = 0° + \frac{8}{60} = 0{,}133$
- $4°18' = 4° + \frac{18}{60} = 4{,}3°$

$$\frac{0.32 - 0.2}{0.48 - 0.2} = \frac{\alpha - 0.133}{4{,}3 - 0{,}133} \rightarrow \alpha = 1.925°$$

$$1{,}925^\circ \rightarrow 1^\circ + (0{,}925)^\circ$$

$$\hookrightarrow 0.925 \times 60 = 55' + 0.56'$$

$$0{,}56 \times 60 = 33''$$

Ovvero, $1{,}925^\circ \equiv 1^\circ\, 55'\, 33''$.